

# BACCALAURÉAT GÉNÉRAL

## SÉRIE SCIENTIFIQUE

### ÉPREUVE DE SCIENCES DE L'INGÉNIEUR

**Session 2020**

---

**Durée de l'épreuve : 4 heures**

**Coefficient 4,5** pour les candidats ayant choisi un enseignement de spécialité autre que sciences de l'ingénieur.

**Coefficient 6** pour les candidats ayant choisi l'enseignement de sciences de l'ingénieur comme enseignement de spécialité.

#### **Matériel autorisé**

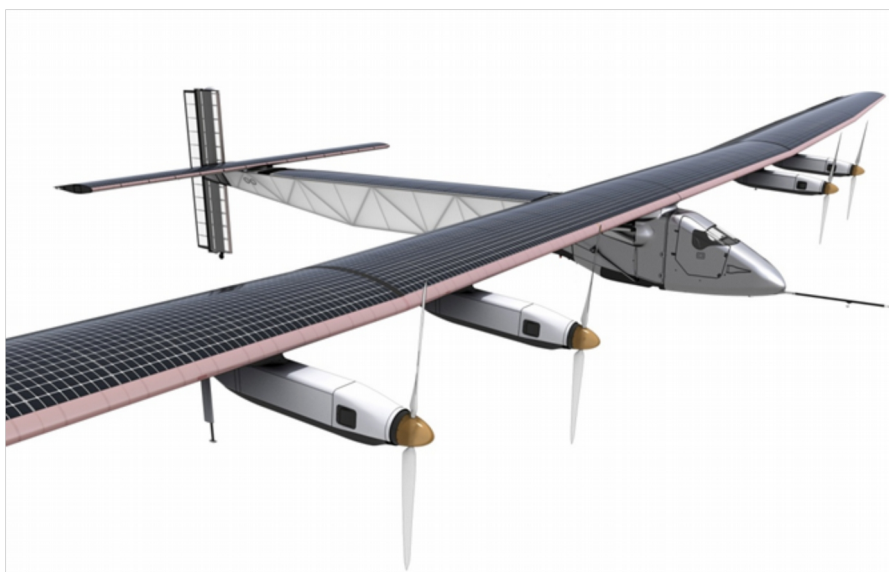
L'usage de la calculatrice **avec le mode examen activé** est autorisé.  
L'usage de la calculatrice **sans mémoire**, « type collège », est autorisé.

Aucun document autorisé.

Dès que le sujet est remis, assurez-vous qu'il est complet.  
Ce sujet comporte 18 pages numérotées de 1 sur 18 à 18 sur 18.

**La page 18 est à rendre avec la copie.**

## SOLAR IMPULSE



### Constitution du sujet

1	Texte.....	Page 3
2	Documents techniques.....	Page 16
3	Document réponse.....	Page 18

**Le sujet comporte 25 questions.**

**Le document réponse DR1 page 18 est à rendre avec la copie.**

## Présentation du projet Solar Impulse

L'objectif du projet Solar Impulse était de montrer qu'il était possible de voler de manière perpétuelle sans une goutte de carburant et sans émission directe de polluants.

Bertrand Picard imagine le projet en 2003 après un premier tour du monde en ballon sans escale. Rejoint par André Borschberg, ils font appel pour l'étude à la société d'ingénierie Altran et à l'école polytechnique fédérale de Lausanne.

En juillet 2010, le premier prototype SI1 effectue un premier vol de 26 heures démontrant qu'il est possible de voler jour et nuit sans carburant.

Pour faire définitivement la preuve de la viabilité du concept technologique, un nouvel avion SI2 effectue un tour du monde en 11 étapes au départ d'Abou Dabi et réalise ainsi un vol sans escale de 118 heures de Nagoya (Japon) à Hawaï en juillet 2015 (figure 1).

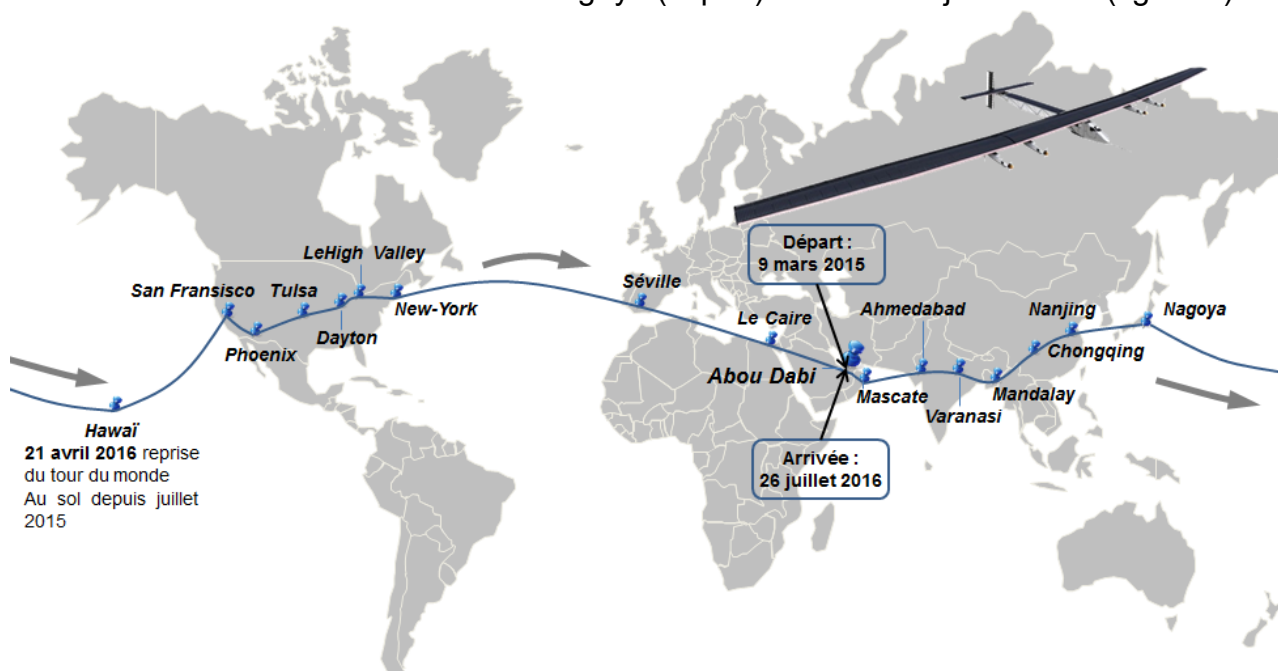


Figure 1 : trajet de SI2 autour du monde

## Stratégie adoptée pour le vol

Le principe retenu pour le vol est d'utiliser et de stocker l'énergie solaire de façon optimale.

La figure 2 page 4 présente la stratégie retenue pour atteindre l'objectif du vol « perpétuel ».

Durant le jour, les panneaux photovoltaïques produisent l'énergie nécessaire à alimenter les moteurs et à recharger les batteries. Le surplus d'énergie est stocké sous forme d'énergie potentielle (montée en altitude de l'avion).

L'énergie potentielle est restituée par descente de l'avion dès le début de la nuit, puis ce sont les batteries qui prennent le relais jusqu'au lever du jour suivant.

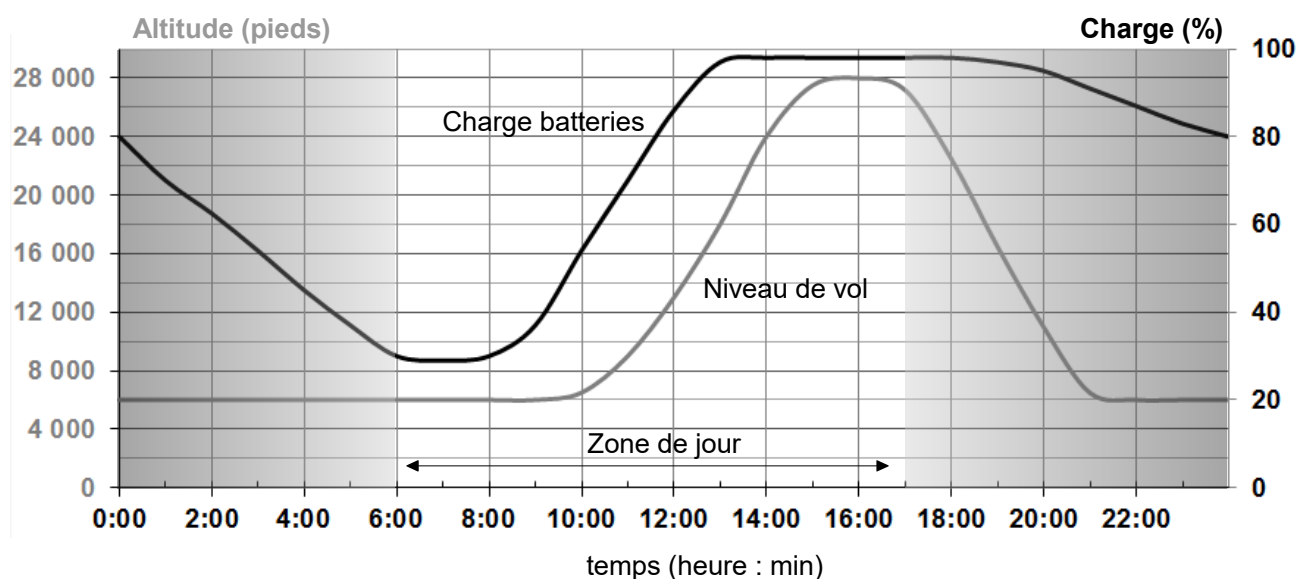


Figure 2 : évolution du niveau de vol et de la charge des batteries sur 24 heures

### Problématique générale de cette étude

La réussite du projet Solar Impulse dépend d'une gestion optimale de l'énergie solaire.

Le questionnaire qui suit a pour but de mettre en évidence les stratégies qui ont permis d'optimiser la gestion de l'énergie tout en gardant un niveau de sécurité et de confort acceptable pour les pilotes.

Les calculs et les interprétations des mesures serviront à renseigner un modèle multiphysique qui permettra de valider ou non un plan de vol autre que celui suivi dans le projet.

Les données techniques nécessaires à l'analyse proposée dans la suite du sujet sont rappelées sur le document technique DT1 page 16.

## 1. Analyse des enregistrements

---

**Objectif de cette partie :** justifier la stratégie de vol choisie par l'équipe de Solar Impulse pour optimiser l'énergie à disposition.

---

L'étude qui suit porte sur l'étape la plus exigeante du tour du monde : étape 8 entre Nagoya et Hawaï, d'une durée de cinq jours et cinq nuits consécutifs.

Le document DT2 page 17 présente les 24 heures d'enregistrement correspondant à l'étape 8. Ces enregistrements concernent le niveau de vol (de 0 à 28 000 pieds<sup>1</sup>), le niveau de charge des batteries et les différentes puissances mises en jeu (puissance produite par les panneaux, puissance délivrée par les batteries et puissance absorbée par les moteurs).

<sup>1</sup> Pieds : unité de hauteur utilisée en aéronautique correspondant à 0,3048 m.

**Q1. Analyser**, à partir des relevés du document technique DT2 page 17, l'évolution du niveau de vol en associant les phases identifiées « phase 1 », « phase 2 » et « phase 3 » aux termes « vol à niveau constant », « vol en ascension » et « vol en descente » .

L'évolution simplifiée de la puissance absorbée par les moteurs (allure en pointillé sur le document technique DT2 page 17) est présentée sur la figure 3.

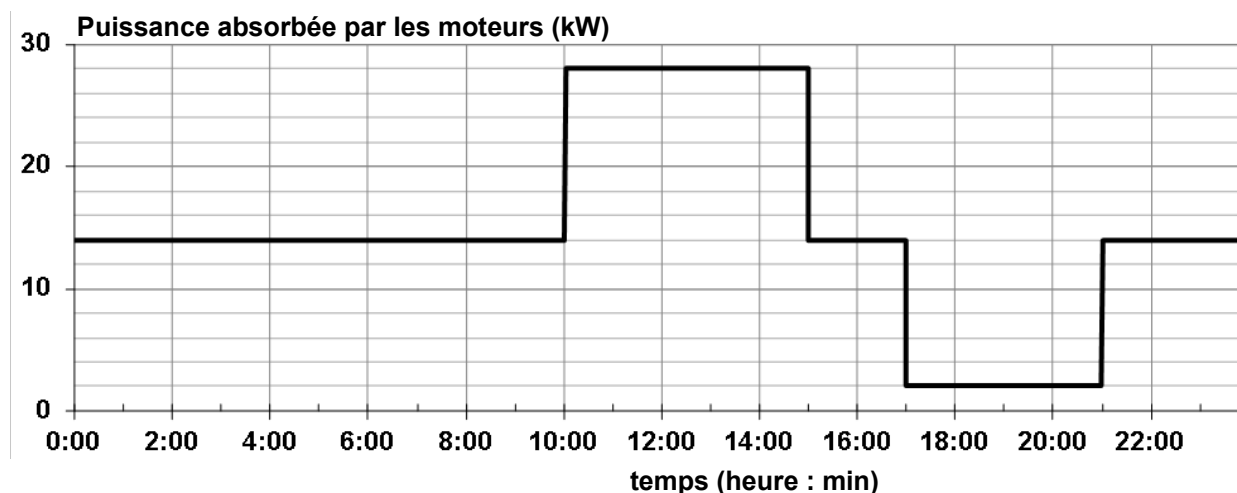


Figure 3 : puissance absorbée par les moteurs

**Q2. Relever** sur la figure 3, les différentes valeurs de puissance fournie aux moteurs. **Indiquer** à quelle phase de vol elles correspondent. **Justifier** l'allure de cette courbe puissance.

Durant la journée, la production d'énergie suffit à faire fonctionner les 4 moteurs et à recharger les batteries.

**Q3. Justifier** le changement de signe de la puissance fournie par les batteries observé sur les enregistrements du document technique DT2 page 17.

**Q4. Relever** sur le document technique DT2 page 17, les heures de début et de fin de production des panneaux (heures de jour). En **déduire** la quantité d'énergie nécessaire si l'avion devait voler à altitude constante en dehors des heures de jour.

Le niveau de vol en aéronautique s'exprime en centaines de pieds (FL 80 signifie 8 000 pieds). Un pied est égal à 0,3048 m.

**Q5. Déterminer** à partir du document technique DT2 page 17 la variation du niveau de vol et **calculer** la variation  $\Delta E_{pot}$  d'énergie potentielle en joules puis en kW·h.

**Q6. Conclure** sur l'écart d'énergie utilisée entre les vols à altitude constante et à niveau variable.

Le coefficient d'énergie spécifique des batteries est de  $0,260 \text{ kW}\cdot\text{h}\cdot\text{kg}^{-1}$

**Q7. Justifier** le choix fait par l'équipe de Solar Impulse concernant le plan de vol à niveau variable.

## 2. Besoins énergétiques de l'avion pour la nuit

**Objectif de cette partie : évaluer** la puissance nécessaire pour réaliser un vol en palier dans le but de renseigner le modèle multiphysique.

**Conditions de l'étude :**

- altitude  $h$  de 2 500 m (environ 8 000 pieds) ;
- vitesse en palier de  $60 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$  ;
- masse  $m$  de l'avion de 2 500 kg.

En volant horizontalement à vitesse constante, les actions s'exerçant sur l'avion sont modélisées par les forces suivantes (figure 4) :

- $\vec{P}$ , le poids de l'avion ;
- $\vec{T}$ , la force de traction créée par les 4 hélices ;
- $\vec{Rz}$ , la portance, composante suivant  $\vec{z}$  de l'action de l'air ;
- $\vec{Rx}$ , la traînée, composante suivant  $\vec{x}$  de l'action de l'air.

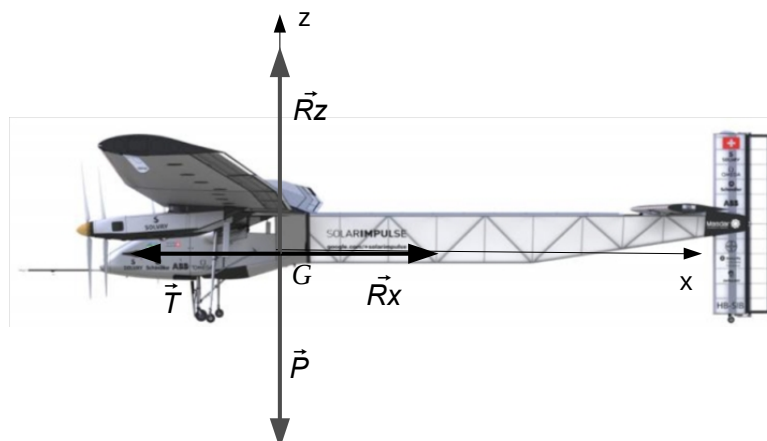


Figure 4 : avion en vol

L'intensité de la portance est donnée par la relation :  $\|\vec{Rz}\| = 0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot Cz \cdot V^2$

- $S$ , surface alaire<sup>2</sup> de  $284 \text{ m}^2$ .
- $V$ , vitesse du vent relatif.
- $Cz$ , coefficient de portance.
- $\rho$ , masse volumique de l'air à l'altitude considérée (voir figure 5 page 6).

<sup>2</sup> aire des ailes projetée sur le plan horizontal.

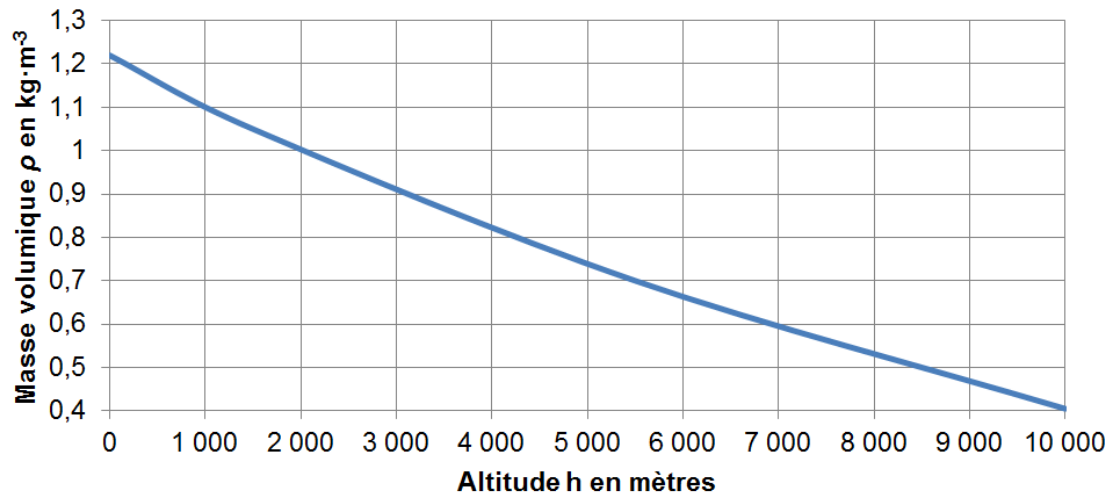


Figure 5 : masse volumique de l'air ( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ ) en fonction de l'altitude

**Q8.** Appliquer le théorème de la résultante dynamique en projection sur  $(G, \vec{z})$  pour **déterminer** l'intensité de la portance  $\|\vec{R}_z\|$ . En **déduire** la valeur de  $C_z$  (coefficient de portance).

*Remarque :* par la suite le coefficient  $C_z$  sera pris égal à 0,6.

L'intensité de la traînée est donnée par la relation :  $\|\vec{R}_x\| = 0,5 \cdot \rho \cdot S \cdot C_x \cdot V^2$ .

Pour le profil d'aile de Solar Impulse, le coefficient de traînée  $C_x$  est relié au coefficient de portance par le graphique de la figure 6.

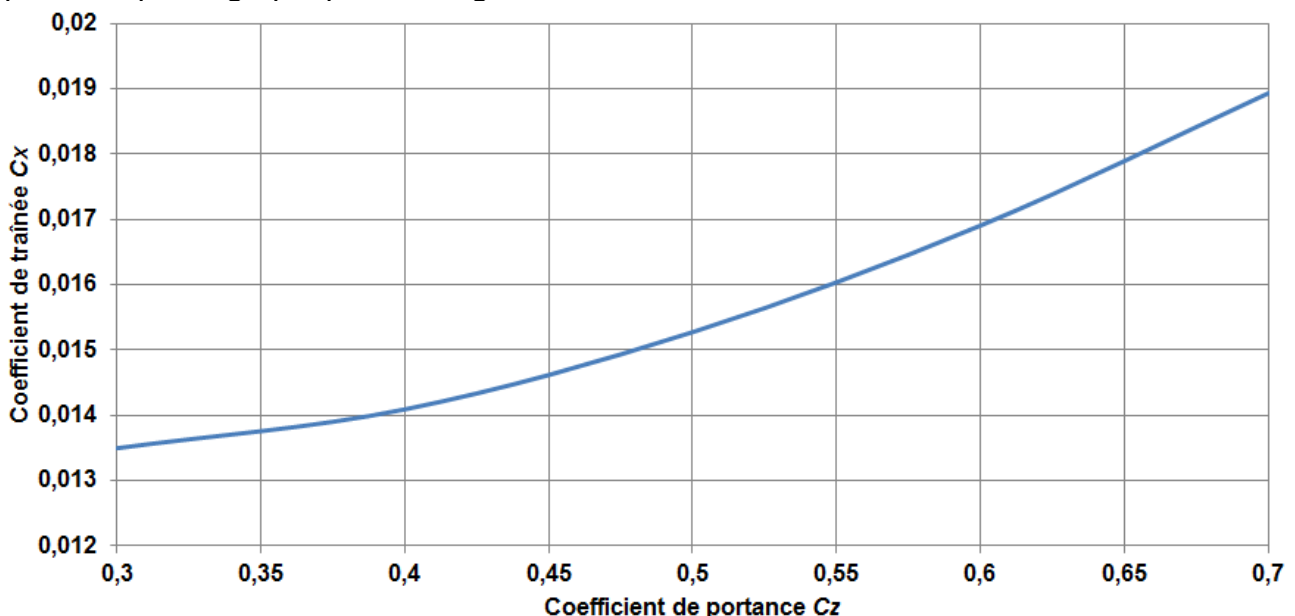


Figure 6 : coefficient de traînée en fonction du coefficient de portance

**Q9.** Déterminer l'intensité de la traînée  $R_x$  et donc de la traction  $T$ .

*Remarque :* pour la suite la traction  $T$  est de 650 N.

La phase la plus critique pour la gestion de l'énergie a lieu durant la nuit de 21 h 00 à 6 h 00. Il est primordial de déterminer l'énergie nécessaire pour voler jusqu'au lever du jour suivant (voir document technique DT2 page 17).

Le rendement global du groupe motopropulseur est  $\eta = 0,77$ .

**Q10. Calculer** la puissance  $P_h$  que doivent développer les quatre hélices. En **déduire** la puissance absorbée  $Pa_m$  par l'ensemble des quatre moteurs. **Analyser** l'écart entre les valeurs calculée et mesurée (document technique DT2 page 17) de la puissance  $Pa_m$ .

### 3. Besoins énergétiques lors de la phase d'ascension

**Objectif de cette partie : déterminer** la puissance nécessaire lors de la montée dans le but de renseigner le modèle multiphysique.

Pour stocker de l'énergie potentielle, le pilote monte jusqu'au niveau de vol maximal qui est de 28 000 pieds. Les données sont les suivantes :

- vitesse de  $55 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$  (considérée constante) ;
- angle de montée de  $\beta = 1,3^\circ$  ;
- $C_x$  de 0,03 ;
- masse volumique moyenne  $\rho$  pendant la montée de  $0,75 \text{ kg}\cdot\text{m}^{-3}$  ;
- rendement global  $\eta$  du groupe motopropulseur de 0,77.

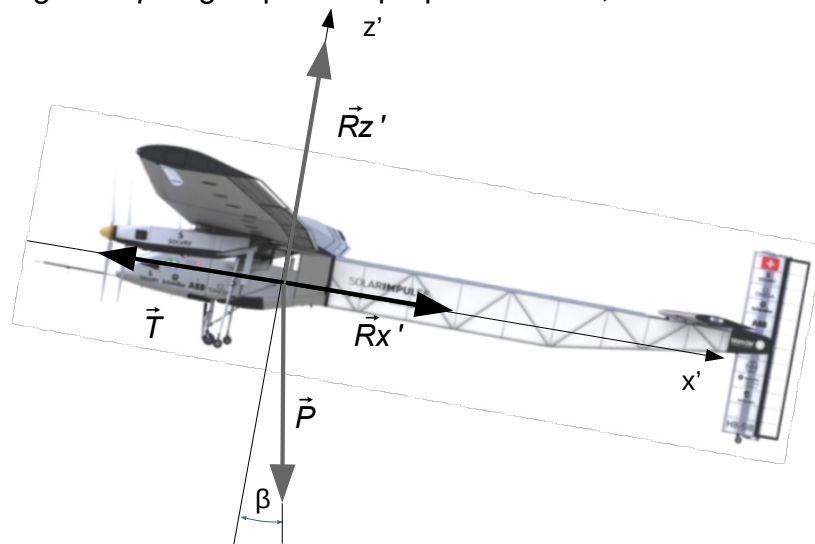


Figure 7 : actions sur l'avion en montée.

**Q11. Déterminer** l'intensité de la traînée  $R_{x'}$ . **Exprimer** littéralement l'intensité de la traction  $T$  en montée que doit fournir l'ensemble des quatre hélices, en utilisant l'équation de la résultante dynamique en projection sur  $\vec{x}'$  (figure 7). **Faire** l'application numérique.

Pour la suite du sujet la valeur retenue de l'effort de traction  $T$ , est de 1 400 N.



**Q12. Déterminer** la puissance de traction  $P_h$  fournie par l'ensemble des quatre hélices. **Déterminer** la puissance absorbée  $Pa_m$  par l'ensemble des quatre moteurs. **Analyser** l'écart entre les valeurs calculée et mesurée (document technique DT2 page 17) de la puissance  $Pa_m$ .

#### 4. Étude de la gestion de l'énergie

**Objectif de cette partie : valider** un plan de vol à partir d'un modèle multiphysique.

On cherche dans un premier temps à ajuster le modèle en comparant les résultats de simulation aux relevés expérimentaux.

##### Étude des panneaux photovoltaïques

L'ensoleillement dans la zone traversée lors de l'étape 8 (juillet 2015) est caractérisé par la courbe de la figure 8. Les 17 248 cellules couvrent une surface de 269 m<sup>2</sup> et leur rendement est de 0,227.

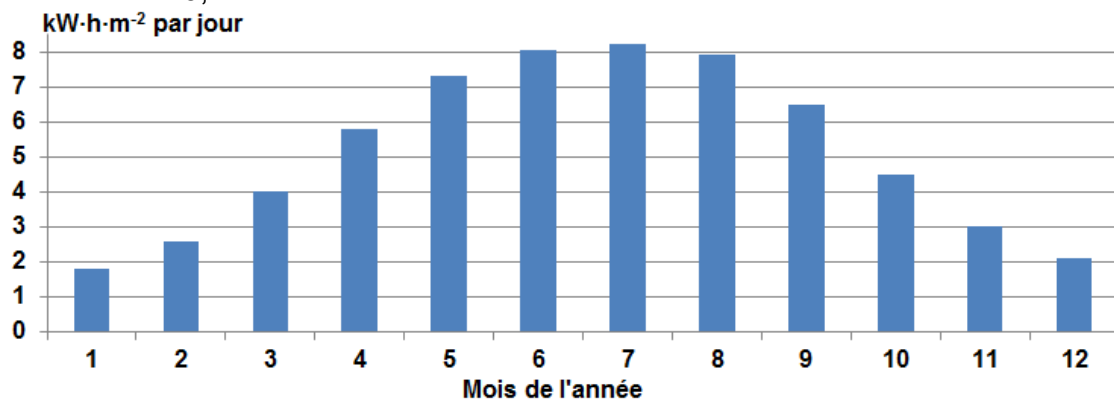


Figure 8 : éclairement énergétique de la zone traversée lors de l'étape 8.

**Q13. Justifier** le choix de réaliser la traversée au mois de juillet. **Déterminer** l'énergie journalière produisible  $E_{jp}$ , par l'ensemble des cellules en kW·h.

La figure 9 présente une simplification de la courbe de puissance fournie par les panneaux lors de l'étape 8.

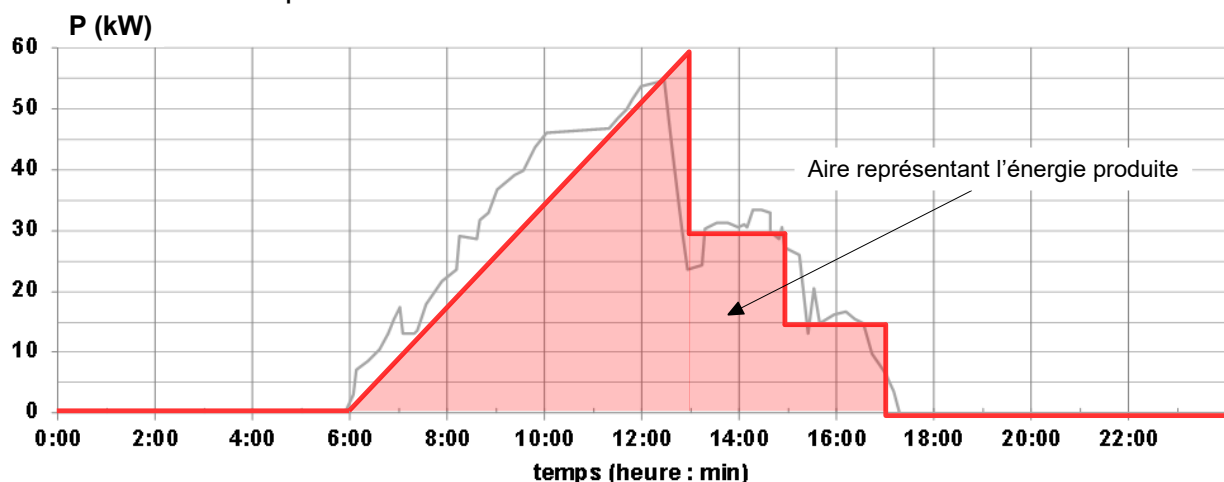


Figure 9 : approximation de la puissance fournie par les panneaux

**Q14.** À l'aide de la figure 9 page 9, **calculer** l'énergie produite par les panneaux en kW·h en décomposant la surface en éléments simples. **Donner** une explication à l'écart observé entre l'énergie journalière productible  $E_{jp}$  et l'énergie réellement produite par les panneaux (figure 9 page 9).

Les cellules sont utilisées avec un régulateur MPPT (Maximum Power Point Tracking), qui les fait fonctionner à la puissance maximale comme indiqué sur la figure 10.

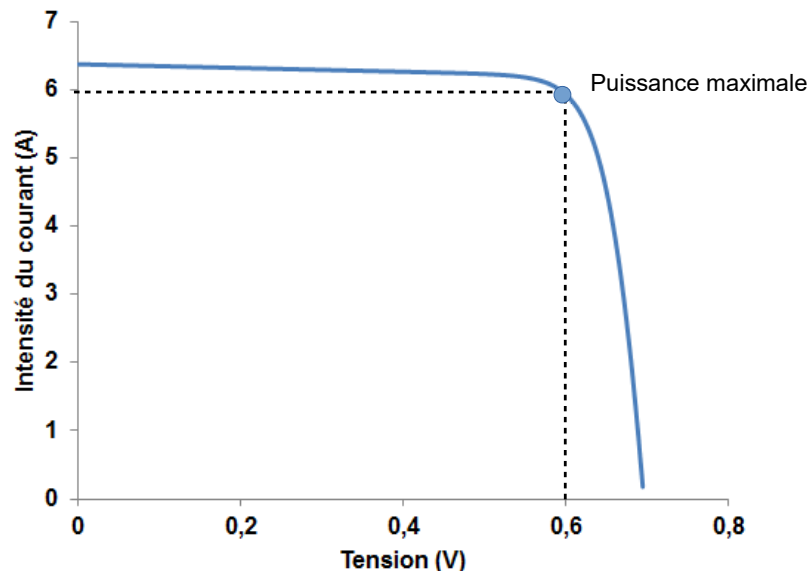


Figure 10 : caractéristique d'une cellule pour un éclairement de  $1\ 000\ \text{W}\cdot\text{m}^{-2}$ .

**Q15.** **Déterminer** la puissance maximale théorique  $P_{max_{Th}}$  délivrée par les 17 248 cellules des panneaux. **Comparer** avec la valeur maximale réelle  $P_{max_R}$  relevée sur les enregistrements (document technique DT2 page 17). **Donner** une justification possible à l'éventuel écart observé.

La simulation de la puissance produite par les panneaux, à l'aide du modèle multiphysique, présenté sur le document réponse DR1 page 18, a donné les résultats de la figure 11.

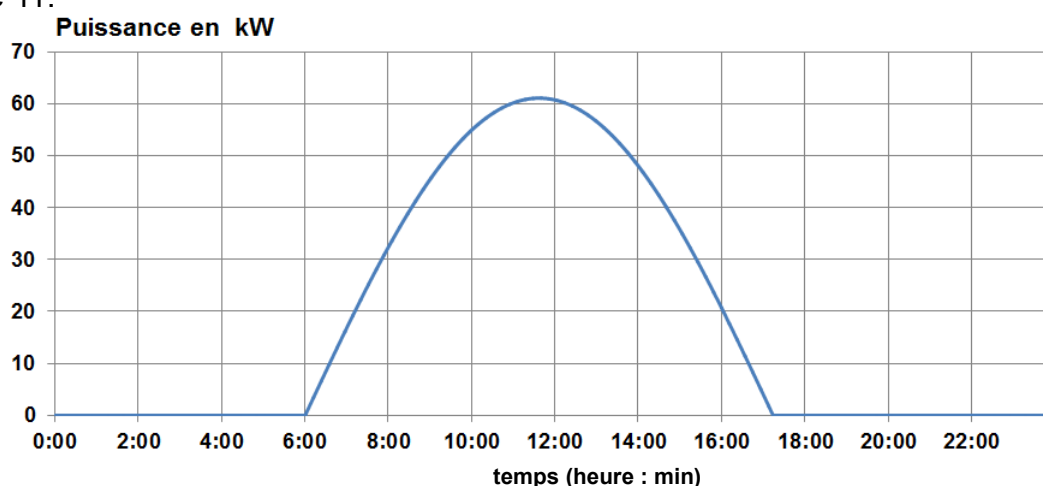


Figure 11 : simulation de la puissance produite par les panneaux photovoltaïques

**Q16.** **Placer** sur le document réponse DR1 page 18, un élément appelé « Scope 2 » qui permet d'obtenir cette puissance.

**Q17. Comparer** le temps de production et la valeur crête de la puissance produite par les cellules sur les résultats de simulation et sur les relevés de mesures. **Indiquer** le paramètre du modèle multiphysique qui permet d'ajuster la valeur crête du modèle. **Déterminer** la nouvelle valeur de ce paramètre.

La réussite du projet a été possible en optimisant la gestion de l'énergie en permanence. Le modèle multiphysique intègre un scénario simplifié de gestion d'énergie, représentatif de celui adopté par les pilotes, en agissant sur le régime moteur (figure 12).

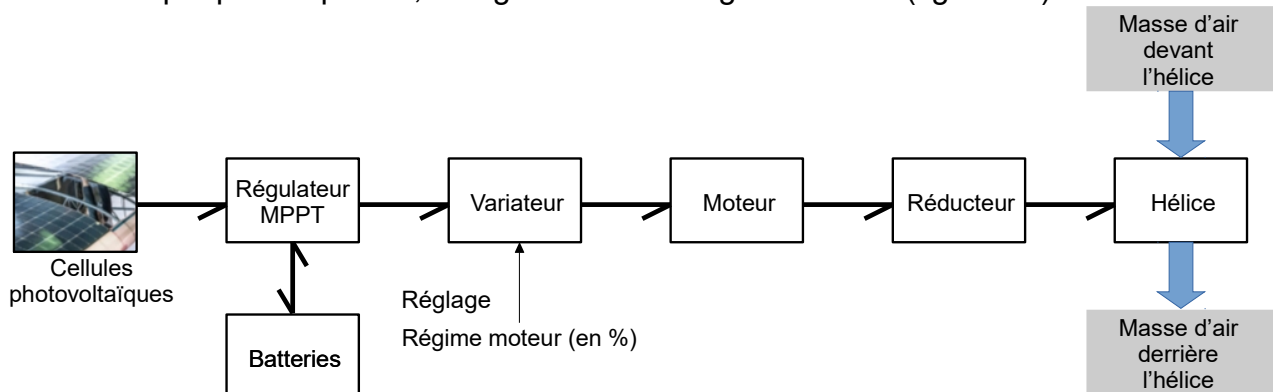


Figure 12 : flux de puissance

Durant la matinée, l'énergie produite par les cellules est utilisée entièrement pour voler et pour recharger les batteries. À partir de 10 heures, au moment du pic de production des cellules, le pilote en profite pour monter et stocker l'énergie sous forme potentielle.

Les résultats de la simulation sont donnés aux figures 13 page 11 et 14 page 12.

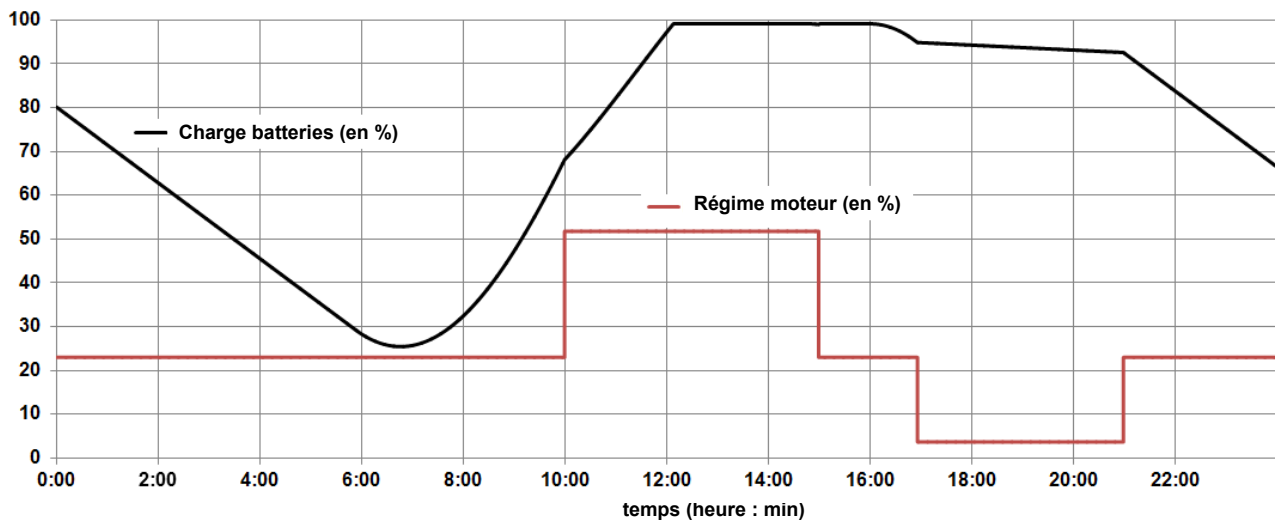


Figure 13 : évolution de l'état de charge des batteries et de la puissance moteur

**Q18. Comparer** l'évolution de l'état de charge des batteries obtenue par simulation à celle obtenue lors des enregistrements (document technique DT2 page 17). **Conclure** quant à la pertinence du modèle.

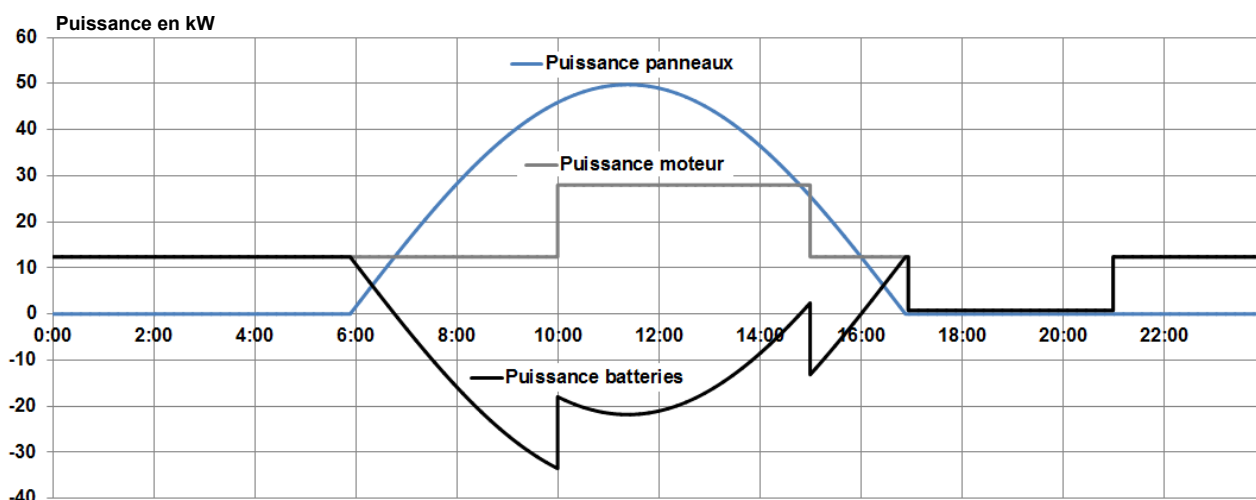


Figure 14 : répartition des puissances

Les courbes réelles et simulées de la puissance produite par les batteries sont présentées sur le document réponse DR1 page 18.

**Q19. Comparer** les deux courbes et **entourer** la zone où sont observés des écarts significatifs sur le document réponse DR1 page 18.

Le modèle multiphysique ne prenait pas en compte la saturation des batteries. En effet lorsque les batteries sont chargées, il est nécessaire de stopper la charge.

**Q20. Modifier** l'allure, sur le document réponse DR1 page 18, de la puissance simulée des batteries en prenant en compte la contrainte de saturation.

D'après le document technique DT2 page 17, la descente en mode planeur de 28 000 pieds à 8 000 pieds, se fait à un taux de chute moyen de 90 pieds·min<sup>-1</sup> (« parcours 1 » de la figure 15).

Une seconde possibilité qui consomme la même énergie est envisagée. Il s'agit du « parcours 2 » présenté à la figure 15.

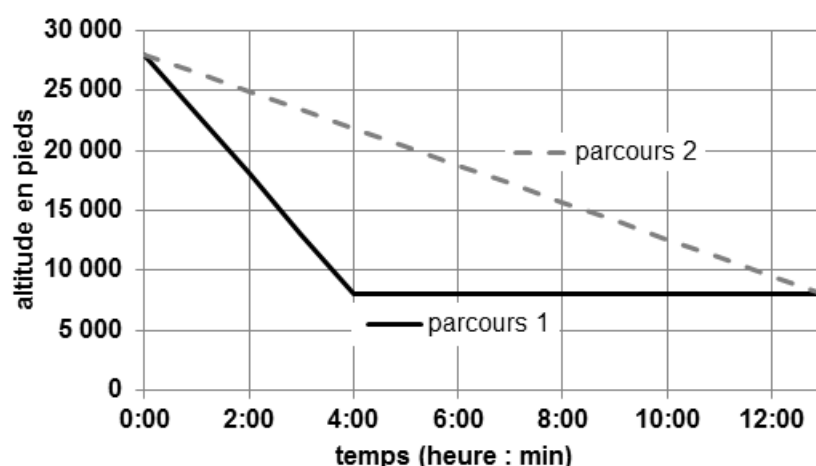


Figure 15 : profils de descente

Le profil de descente du « parcours 2 » est obtenu en modifiant la consigne du régime moteur (figure 12 page 11).

Le résultat de la simulation pour les deux profils de parcours est donné à la figure 16.

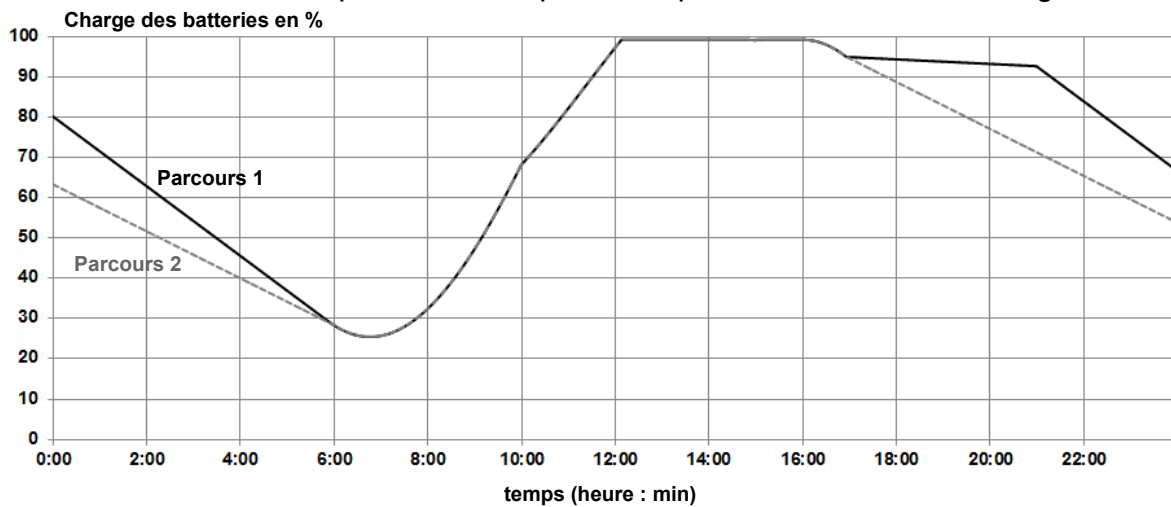


Figure 16 : évolution de la charge des batteries pour les deux parcours

**Q21. Montrer** que les deux parcours sont équivalents du point de vue énergétique. Le vol en altitude demande une assistance respiratoire (oxygène stockée en bouteille) au-delà de 10 000 pieds. **Justifier** le choix de parcours retenu par l'équipe de Solar Impulse.

## 5. Navigation et sécurité

**Objectif de cette partie : étudier** la stabilité de l'avion.

### Étude du tangage

Lorsque l'avion vole, la portance est la résultante d'un effort principal appliqué sur l'aile au point appelé centre de portance CP (figure 17), et d'un effort secondaire appliqué sur le stabilisateur arrière. La traînée et la traction, directement opposées, n'ont pas d'influence sur le tangage (rotation autour de l'axe  $(G, \vec{y})$ ) et ne sont pas représentées sur la figure 17.

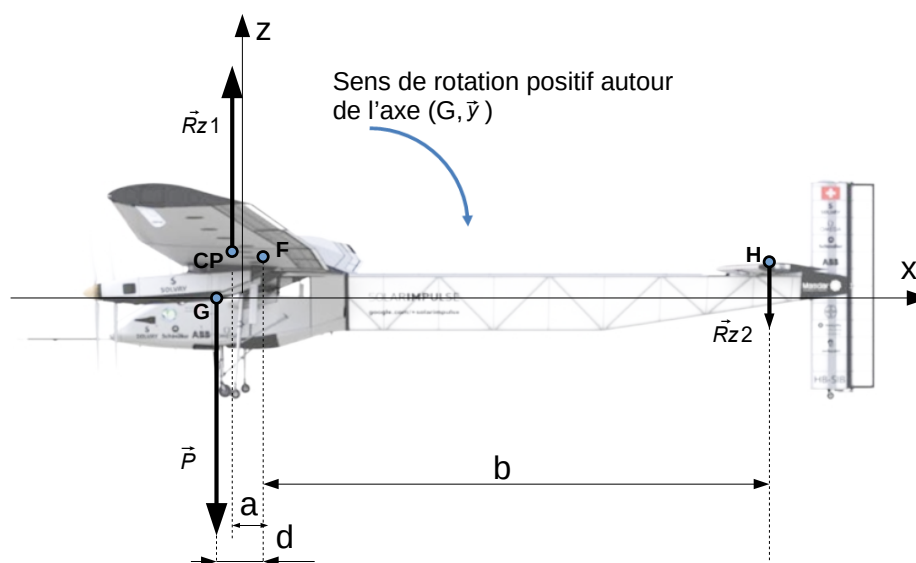


Figure 17 : vol horizontal stabilisé

**Q22. Écrire**, au point  $G$ , l'équation littérale des moments en projection sur l'axe  $(G, \vec{y})$ .

Si une perturbation provoque une légère rotation dans le sens positif autour de  $(G, \vec{y})$  (figure 18), alors la variation de la portance se modélise par une force supplémentaire  $\delta \vec{R}_z$ , appliquée au point  $F$ , appelé foyer de l'avion.

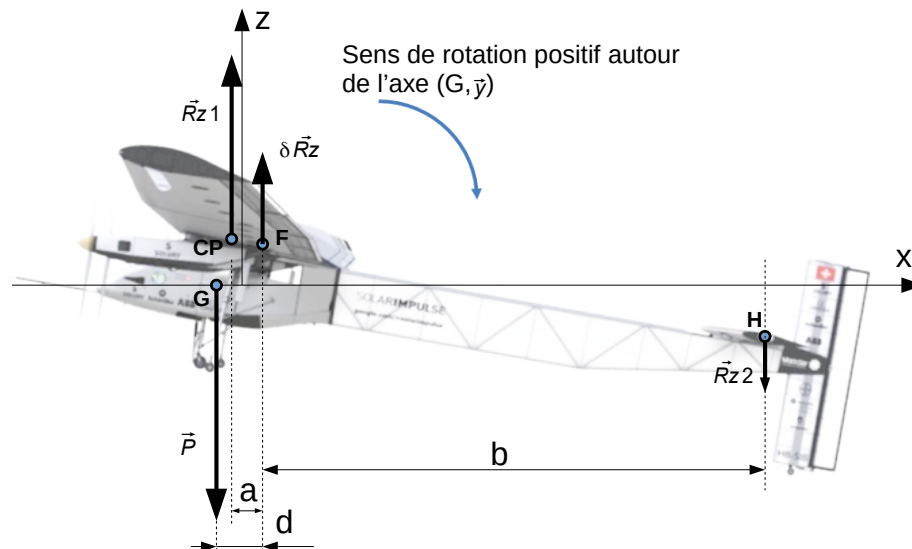


Figure 18 : augmentation de la portance exprimée au foyer F

**Q23. Exprimer** le moment supplémentaire  $\Delta M$  engendré par la variation de portance  $\delta \vec{R}_z$ , par rapport à l'axe  $(G, \vec{y})$ . À partir du signe de  $\Delta M$ , **indiquer** l'influence de ce moment sur la stabilité de l'avion.

Le squelette de Solar Impulse est réalisé principalement en matériaux composites. Les procédés développés pour construire cet avion ont permis de fabriquer des pièces deux à trois fois plus légères qu'un alliage d'aluminium pour des propriétés mécaniques similaires.

Les matériaux utilisés allègent considérablement cet appareil, mais le choix de la géométrie de la structure a aussi son importance.

Une étude semblable à celle menée dans les questions précédentes a permis de déterminer un effort de 500 N sur le stabilisateur arrière situé au bout d'une structure de 13 mètres de long.

Une première conception a permis de dimensionner deux structures, faites du même matériau, qui assurent une résistance mécanique identique (même coefficient de sécurité).

La première conception conduit à une poutre cylindrique de section rectangulaire et la seconde à une structure dite en « treillis » (figure 19 page 15).

La masse de la structure en treillis est de 180 kg tandis que la masse de la structure cylindrique est de 300 kg.

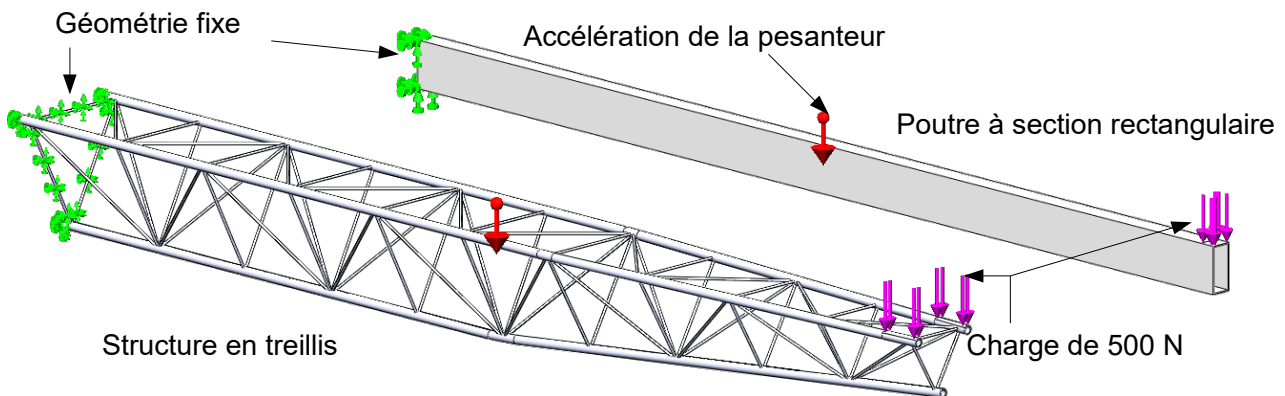


Figure 19 : structures et paramétrages de la simulation

Afin de s'assurer que la déformation en flexion de ces structures n'est pas trop importante vis-à-vis du critère de confort (vibrations), une étude statique est réalisée pour déterminer la flèche induite par l'effort appliqué par le stabilisateur arrière.

La figure 20 donne les résultats de l'étude statique obtenue par simulation.

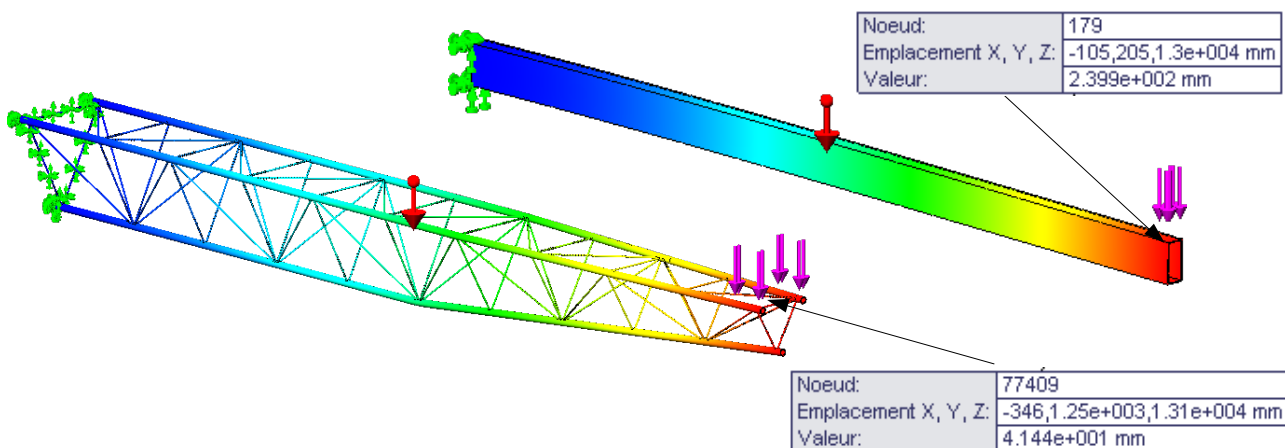


Figure 20 : déplacements maximaux

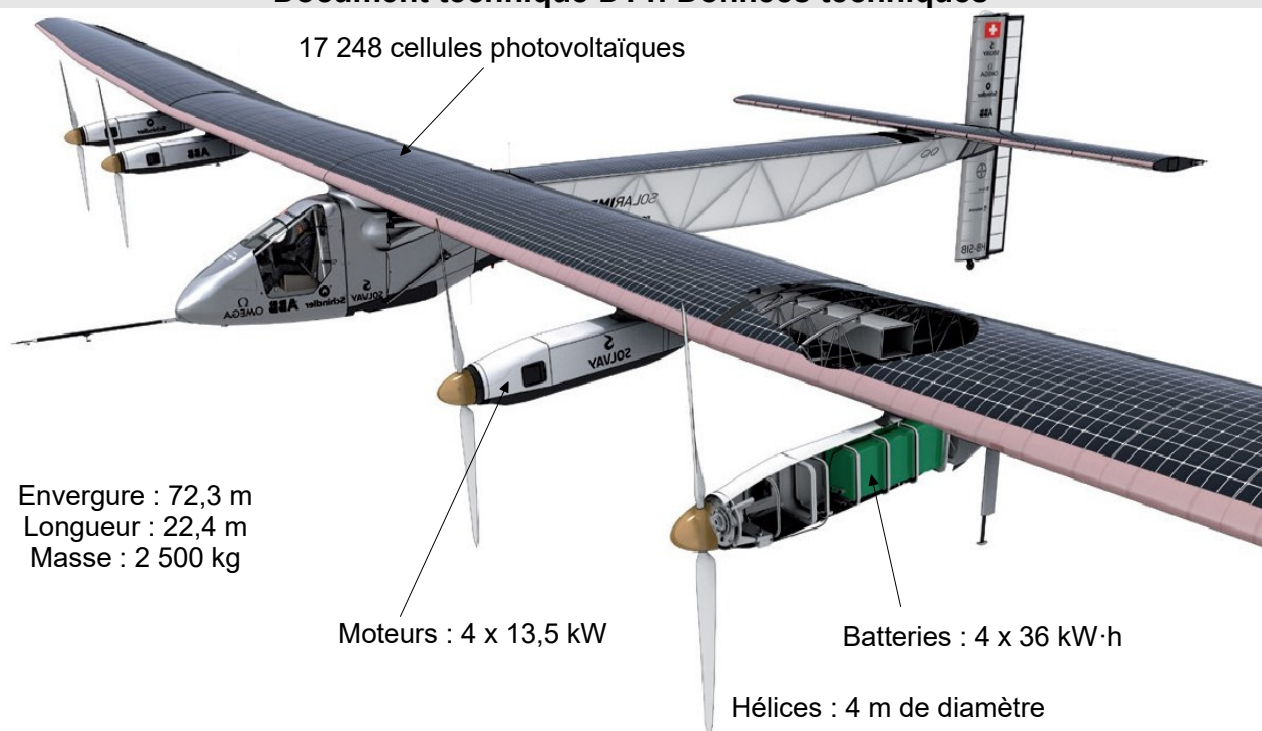
**Q24.** À partir des résultats précédents, **justifier** le choix du constructeur d'une structure en treillis.

## 6. Conclusion

**Objectif de cette partie :** synthétiser les choix effectués par l'équipe Solar Impulse

**Q25.** Indiquer les principaux choix effectués par l'équipe Solar Impulse qui ont permis d'aboutir au succès du projet. Préciser quelles perspectives en terme de développement durable peut apporter une telle expérience.

## Document technique DT1. Données techniques



### MOTEUR

4 moteurs brushless de 13,5 kW chacun, équipés d'un réducteur limitant la vitesse à  $525 \text{ tr}\cdot\text{min}^{-1}$ .

### HÉLICE

2 pales, diamètre 4 m.

### BATTERIE

$4 \times 36 \text{ kW}\cdot\text{h}$ , type LIPO, énergie spécifique  $0,260 \text{ kW}\cdot\text{h}\cdot\text{kg}^{-1}$ , masse totale de 633 kg.

### CELLULE PHOTOVOLTAIQUE

Flexible carré de 5 pouces soit ( $125 \text{ mm} \times 125 \text{ mm}$ ) de puissance crête  $P_c = 3,55 \text{ W}$  et de rendement 22,7 %.

### AVION

Structure à 83 % de composites.

Envergure de 72,3 m, longueur de 22,4 m, hauteur de 6,25 m.

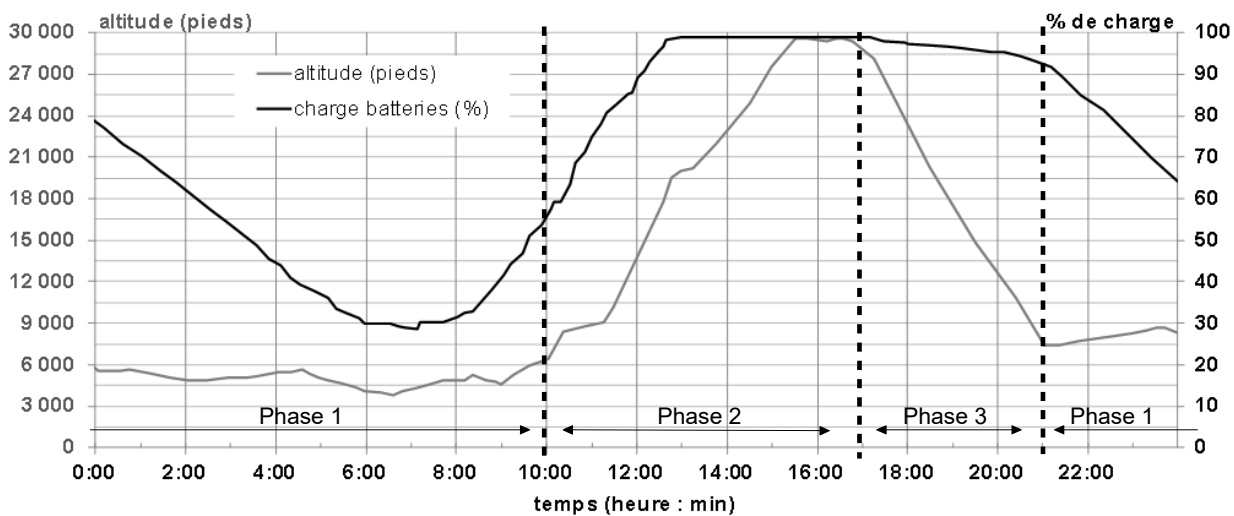
Masse maximale au décollage de 2 500 kg.

Surface alaire de  $271,2 \text{ m}^2$ .

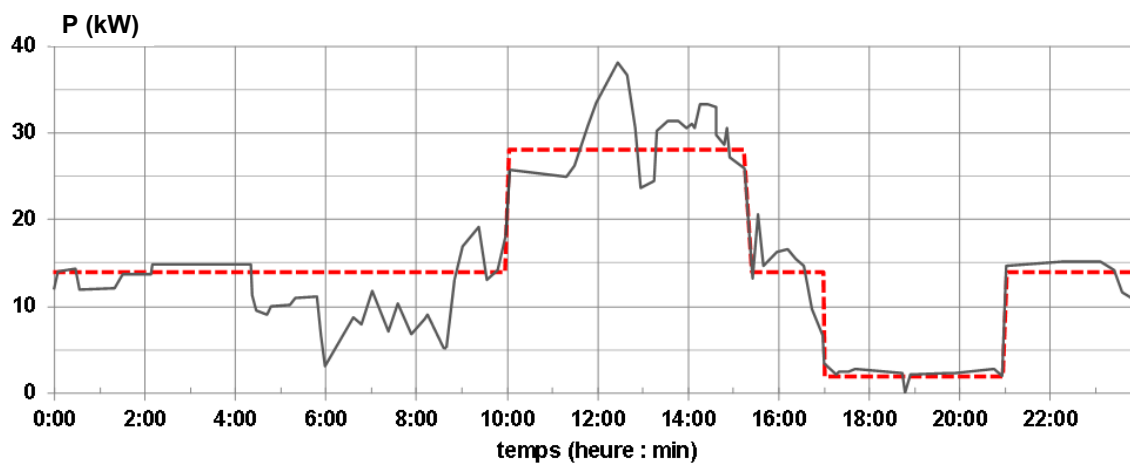
Vitesse de croisière la nuit de  $60 \text{ km}\cdot\text{h}^{-1}$ .



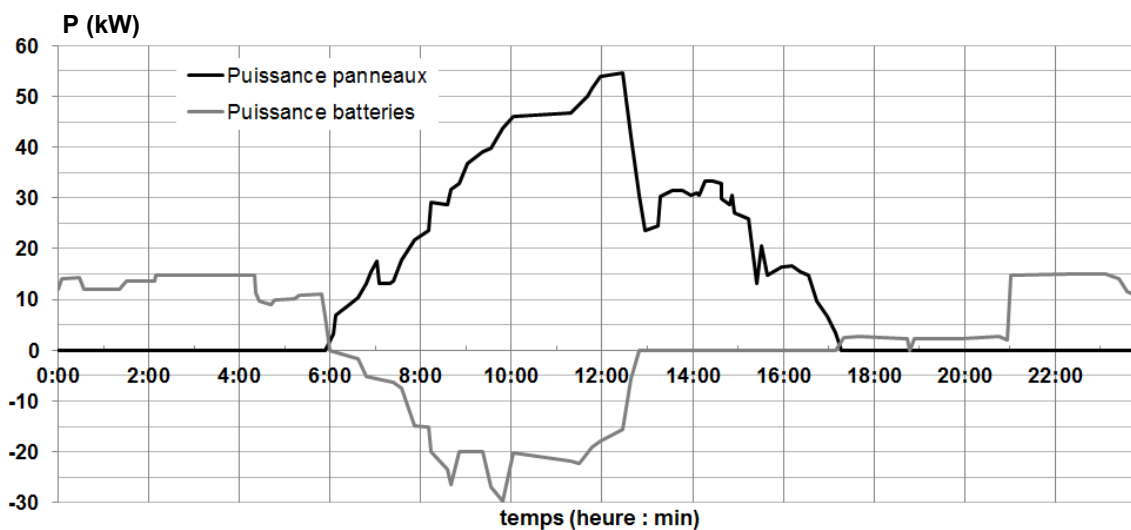
## Document technique DT2. Enregistrements Solar Impulse



Relevé sur 24 h du niveau de charge des batteries et du niveau de vol.



Relevé sur 24 h de la puissance absorbée par les moteurs

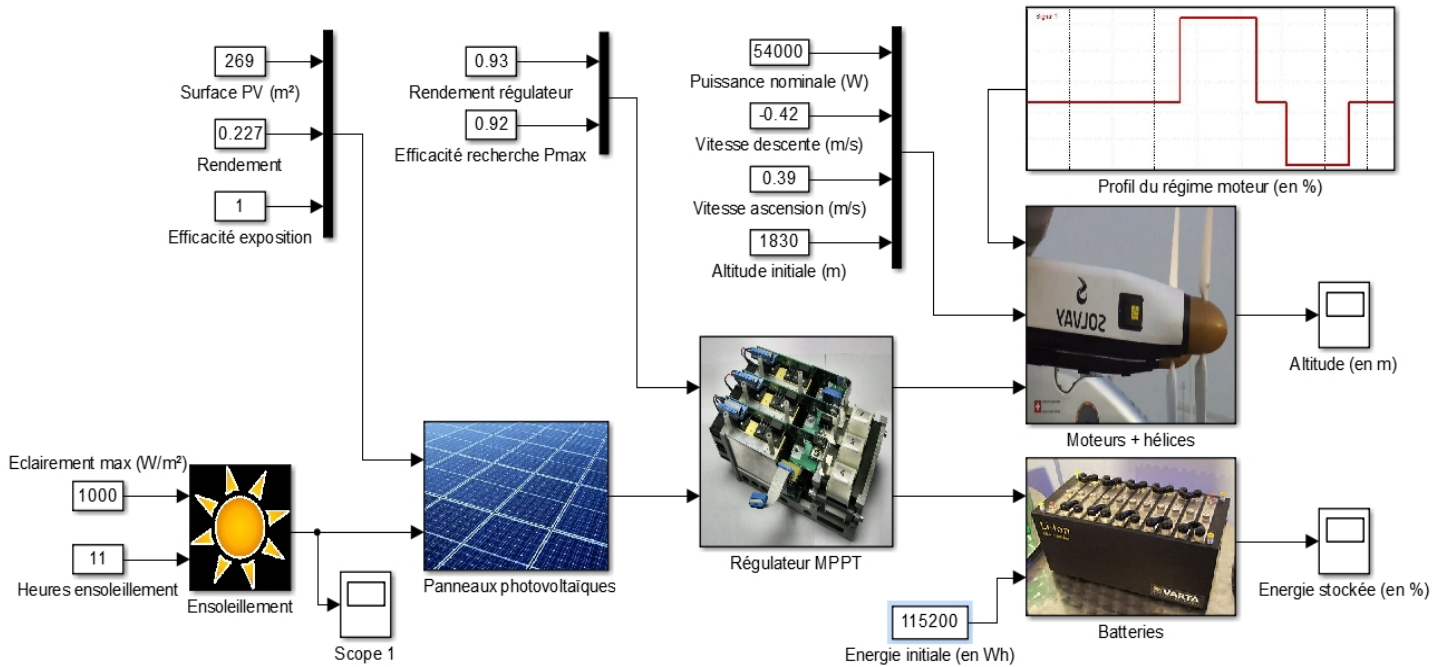


Relevé sur 24 h de la puissance fournie par les panneaux et par les batteries

à rendre avec la copie

Document réponse DR1.

Q16



Q19\_Q20

